

液化した金星大気(CO₂)を利用した新しい金星表面探査のシステム検討

河島 信樹^{*} 水野 英一^{*} 武田 和也^{**}
小島 雅樹^{***} 齊藤 顕次^{***} 折井 武^{***} 上村 正幸^{****} 岡本 章^{****}

(1995年10月27日受理)

System Studies of an Innovative Venus Surface Exploration Method Utilizing Liquefied Venus Atmosphere(CO₂)

By

Nobuki KAWASHIMA, Eiichi MIZUNO, Kazuya TAKEDA

Masaki KOJIMA, Kenji SAITO

Takeshi ORII, Masayuki KAMIMURA, Akira OKAMOTO

Abstract: An innovative exploration method to utilize the liquid CO₂ made in the upper atmosphere of Venus as a coolant for the surface exploration has been investigated. The spacecraft should be composed of a balloon spacecraft and a relay satellite for communication to the Earth. The balloon spacecraft liquefies the atmosphere and stores it at an altitude around 55 km. It goes down to the surface for the exploration using the liquid CO₂ to cool the payload to overcome the severe high temperature environment of the Venus surface. The altitude control of the balloon is done using NH₃ and the exploration can be done repeatedly. Based on this concept, the system study has been performed on the system configuration, mission scenario, weight, thruster subsystem, electric power, thermal control, altitude control, communication etc. and it is shown the mission is feasible.

概 要

金星大気の炭酸ガスを上空で液化して、その蒸発熱吸収を利用し、金星表面の厳しい熱環境を克服して長時間繰り返し金星表面の探査を可能にする新しい金星表面探査方法のシステム検討を行った。探査機は地球との通信用のリレー衛星と気球探査機から構成される。気球探査機は、金星上空55 kmへ投入され、そこで浮遊してその付近の大気(CO₂)を液化して蓄え、それを機体の冷却に使いながら下降して表面探査を行う。気球の高度制御は、アンモニアの液化と気化を利用し、繰り返しの探査を可能にする。この構想に基づいて、軌道制御・推進、通信、熱制御、高度制御、システム構成などについて詳細に検討し、システムの的に可能であることを示した。

* 宇宙科学研究所 ** 東海大学 *** 西松建設 **** 日本電気

1 はじめに

金星はその大きさが非常に地球に近く、また組成も地球と似たものである。地球と双子の兄弟といわれるのはこのためである。しかし、現在の金星は地球とは全く違う地表環境をもつ。地表大気圧は約90気圧に達し表面温度は750°Kを越える。

このような金星と地球の違いは太陽からの距離と大気組成の違いによるものである。金星は地球よりも太陽に近いため地球の約1.9倍の輻射を太陽から受ける。また、大気は約97%が二酸化炭素によって構成されているので強い温室効果が引き起こされ、灼熱の厳しい環境となっている[1]。

これまで金星にはアメリカと旧ソ連が探査機を送り込んでいる[2]。金星表面にはいくつかの探査機が降りたが高温環境のため最長でも約1時間程度しか活動しなかった。この厳しい地表環境において探査機を長時間動作させるためには高圧に耐える構造にし、探査機に浸入してくる熱を防御する機構を備えなければならない。

この論文は、金星大気の主成分である二酸化炭素を上空で液化してその蒸発潜熱を利用して冷却剤とし、金星表面付近の高温環境に耐える恒久的な探査方法のシステム検討を行ったものである。

2 液体二酸化炭素を利用した金星探査法

2-1 新しい金星探査法

金星表面を探査するとき、問題となるのがその高温高圧環境である。探査機はこの環境に耐えるような構造を持っていなければならない。Pioneer VenusやVeneraはこの厳しい環境を受け身で耐えるという構造であった[2]。活動時間が短かったという原因がこれである。

われわれは高温環境に積極的に耐えていく方法を考察した。それは金星大気を液化し冷却剤として用いるというものである。金星大気は97%が二酸化炭素である。つまり液体二酸化炭素を作り、この潜熱を利用して冷却に用い探査機を金星地表付近の高温環境の中でも長期間の活動が可能となるようにするのである。

ここで考えておかなければならないのが金星の大気を利用する利点である。まず第一に空調機か冷蔵庫のような冷凍機を用いた方式で探査機を冷却する方法との比較である。単純な空調機など場合、金星表面の750°Kの環境における放熱機構を開発する必要があり、このような大きな温度差に耐えられる冷凍機を開発するという技術的な困難さがあり、また重量がはるかに重くなると考えられる。

第二に金星大気を液化しそれを用いることは、別のフロンなどの冷却剤を用いるのに比べて地球から持っていかなくても済むので重量的に大いに有利である。また冷却剤（液体二酸化炭素）を使い捨てにすることができる。

惑星探査において、必要な資材を現地の資源のなかから調達するという事は全く新しい発想で、これまで試みられたことはない。

金星探査機は気球を用いて大気中を上昇下降し、観測場所を移動できるような構造を考えた。気球を用いた探査機（気球探査機）と使い捨てのできる冷却剤により金星地表を広範囲に、また大気を立体的に繰り返し探査できることになる。

2-2 探査法の比較検討

基本的な探査機の形態については、次の三つが検討された[3]。

2-2-1 親機と子機のテザーワイヤーを利用したシステム(Fig.2-1)

探査機は気球を用いた親機とテザーワイヤーでつるされた子機という構成。親機は気球で5.5 km付近に浮遊し(アンモニアや水素を使用)まわりの金星大気(97%二酸化炭素)を液化し子機に搭載する。子機はテザーワイヤーによって金星表面まで降ろされるが、そのときの高温環境から子機を守るため、液体二酸化炭素の蒸発潜熱を利用する。地表において探査が終了した後テザーワイヤーをモーターによって巻き上げる。探査の間、親機は上空の強風によって静止してられないのでグライダーの原理で巡回して大気の浮力をうまく利用しながら、停留する。子機が親機に戻るとサンプルを解析、取得したデータなどを地球に送信、次の探査ポイントへと移動する。

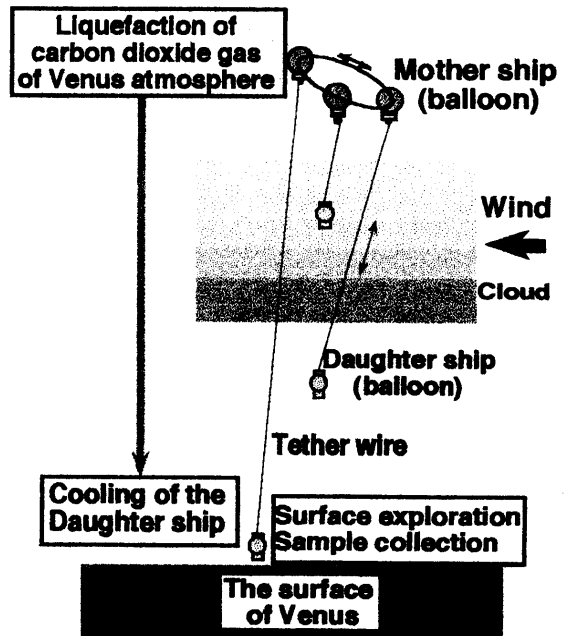


Fig.2-1 親機+子機(テザーワイヤー使用)

2-2-2 親機と子機のみ探査法システム(テザー・システムを使用しない)(Fig.2-2)

5.5 km付近において気球によって浮いている親機と子機は連結されているが、この高度で液体二酸化炭素を作り子機に搭載すると子機は切り放され気球の浮力を落とし降下していく。このとき浸入熱に対して液体二酸化炭素の蒸発潜熱を利用する。浮力の調節はアンモニアや水素と水素吸蔵合金(冷却すると水素を吸収、加熱すると水素を放出)を用いて熱の制御だけで行うことを検討した。探査を終えた子機は水素吸蔵合金をまわりの熱を利用して加熱し(90気圧以上の解離圧)、気球の浮力を増して高度5.5 km付近まで戻り親機とランデブードッキングする。

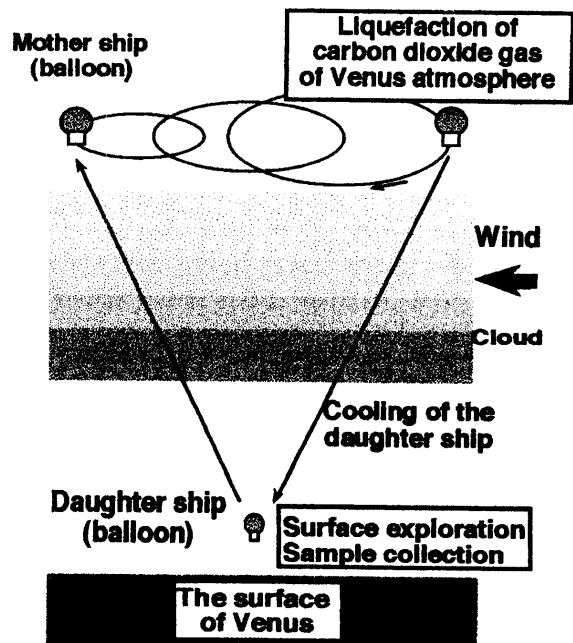


Fig.2-2 親機+子機

2-2-3 単体での探査法システム(Fig.2-3)

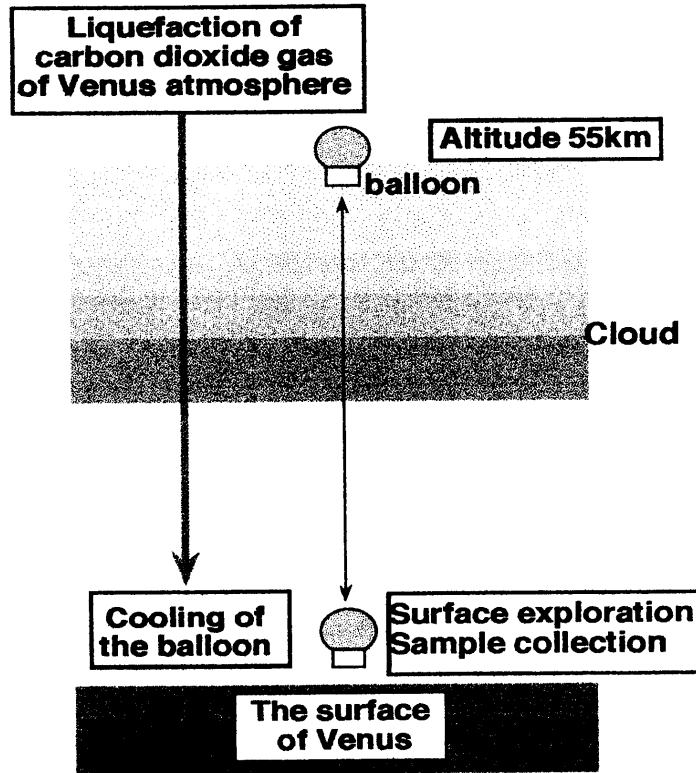


Fig.2-3 単体気球探査機システム

これは本論文で検討されるシステムである。気球によって探査機は55 km付近に浮遊し、金星大気を液化、それを用いて地表に降下する。気球はアンモニアによって浮力を得て、これを液化及び気化することによって浮力の調節を行う。

2-2-1や2-2-2において親機には通信、サンプル解析、液化装置を搭載し、子機には探査システムと液体二酸化炭素を用いた冷却構造のみの構成が可能で重量的には有利であるがそれぞれ大きな問題があった。

2-2-1の問題点は高度55 km付近での強風によるテザーシステムの安定性と強度、ワイヤーの擾乱に対する共鳴現象が未知、ということである。このテザーシステムにおいては強風の中で親機の制御法、また高い強度である程度伸縮性があり硫酸に強い素材あるいは酸に対するコーティングのできるワイヤーの開発が不可欠である。

2-2-2においても強風が問題となる。親機と子機の強風の中でのランデブードッキングは非常に複雑な方式になる。特に地上との通信に要する時間を考えると、地上からの遠隔操作は不適であると考えられ、自律機能(Autonomous)が要求される。

2-2-3の方式では通信機器、液化装置などを地表まで持っていかなければならないが、高度55 kmにおいては風に乗ったまま大気を液化するので強風による姿勢安定性の問題以外はクリアーできる。この方式においても水素吸蔵合金の利用を考えていたが、検討の結果地球から水素を必要な量だけ持っていくには水素吸蔵合金が非常に重くなり、重量的に不利である。よって液化および気化がしやすいアンモニアを用いた気球システムを検討した。

以下本論文では上記理由により、単体気球探査機を用いたシステム構成の検討結果について述べる。

2-3 単体気球探査機システムにおけるリレー衛星の必要性

今回検討した単体気球探査機は高度55km付近に浮遊させ、大気を液化する。しかし、高度が高いと強風が吹いており、気球探査機の姿勢を安定に保持することは難しいと考えられる。このため、気球探査機側のアンテナはオムニ・アンテナにならざるを得ない。オムニ・アンテナの場合は地球局間との通信回線は1bps以下になってしまう。RFセンサ機能を有したアクティブフェーズドアレイアンテナという方式も考えられるが姿勢不確定のため三軸面への搭載が必要となり重装備となる。また、耐環境性の面でも問題が大きい。

このため本システム検討では金星周回軌道にリレー衛星(リレー衛星)を配置した方式について検討した。

2-4 金星軌道へのエントリー方式

1990~93年に行われた宇宙科学研究所のM-Vロケットを利用した金星バルーン検討では、オービターとエントリーブローブの構成でエアロキャプチャー方式を採用している[4]。エアロキャプチャーのためには、金星の大気モデルが確定しておりその上で狭い金星突入廊への突入制御が要求される。これに比べエントリーブローブの場合は比較的廊が広がる。従って、エントリーブローブを先に突入させ、その動的情報を基にリレー衛星をエアロキャプチャーさせるという案が採用されている。リレー衛星はエアロキャプチャー直後の遠金点で近金点UPのための姿勢制御および ΔV が必要となる。また、この方式ではプローブおよびリレー衛星ともヒートシールド構造を採用せざるを得なくなる。

今回のわれわれの検討ではトランスファー軌道上での推進系機能とその他単純機能を備えた軽量機となるであろうから、システム単純化のためにヒートシールドや複雑な機構を持たない推進系による金星周回軌道投入方式をベースに検討した。

3 気球およびリレー衛星システム検討

3-1 打ち上げから金星表面探査までのシーケンス

探査機は地球より打ち上げられ、金星周回軌道に投入される。周回軌道から探査機は軌道周回衛星より切り離され、金星大気に突入する。突入から高度55kmに浮遊するまでのシーケンスは以下のような流れになる(Fig.3-1)。

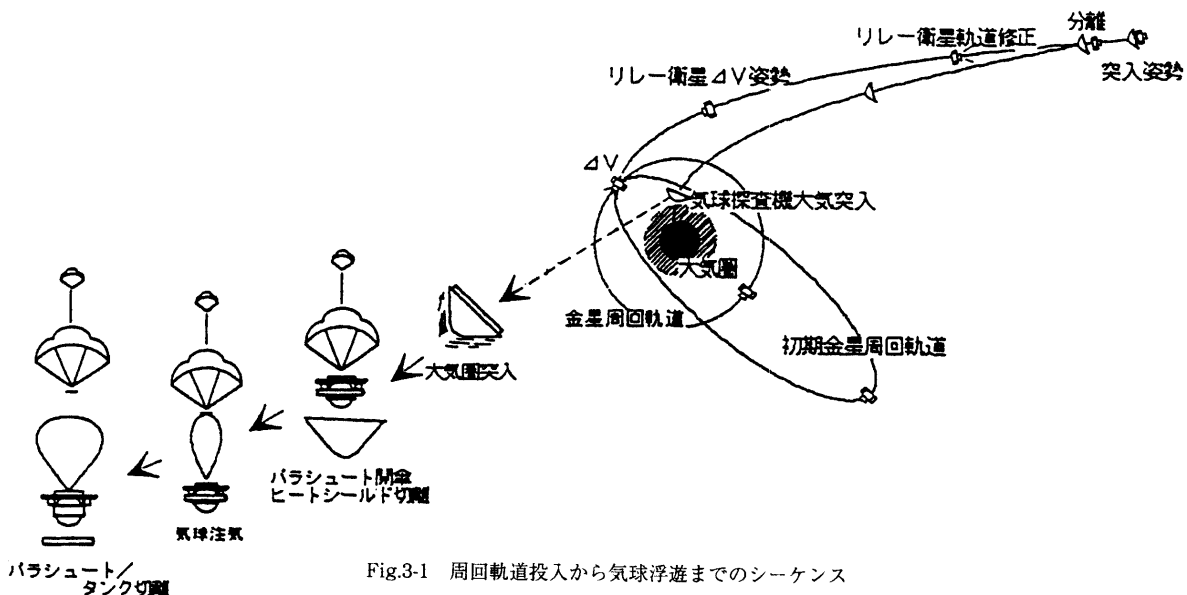


Fig.3-1 周回軌道投入から気球浮遊までのシーケンス

[金星軌道投入後のシーケンス]

- ①気球探査機突入姿勢に制御（突入高度150 km軌道で）
- ②気球探査機とリレー衛星分離
 - ③リレー衛星軌道修正（金星最接近高度300 km軌道）
 - ④リレー衛星姿勢制御（ ΔV 姿勢）
 - ⑤リレー衛星 ΔV （300 km \times 30 R v 金星周回軌道投入）
 - ⑥リレー衛星軌道変更
 - ⑦リレー衛星モード確立
- ③気球探査機金星大気圏突入（高度150 km）
- ④パラシュート開傘／ヒートシールド分離（高度70 km）
- ⑤気球内へのアンモニアガス注気（高度60 km）
- ⑥パラシュートおよびアンモニアタンク切り離し
- ⑦初期浮遊（高度55 km）
- ⑧観測シーケンスへ

探査機は高度55 km付近に浮遊するよう気球の浮力を制御する。この高度55 km付近は圧力が約0.5気圧 (Fig.3-2) ではあるが、温度が室温に近いのでこの高度を選択した。高度がもっと高いと温度が低くなり液化装置の冷凍機にとっては良い環境となるが、大気圧が低くなるので液化装置内に加圧大気を送り込むコンプレッサーの性能が追いつかない。逆に55 kmより低い高度になるとコンプレッサーにとっては大気を圧縮するのに楽ではあるが、温度が高くなってしまい冷凍機の放熱が厳しい環境になってしまう。

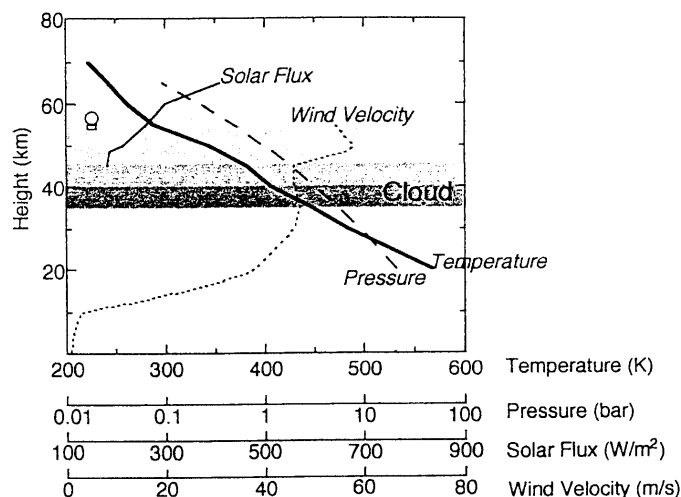


Fig.3-2 金星大気の高高度構造

探査機はこの高度においてまわりの大気を液化し液体二酸化炭素をつくる。液化した液体二酸化炭素は探査機内に保存され、次に探査機は気球の浮力を落とすことによって高度を下げていく。浮力を落とすには気球内部のアンモニアの一部を冷却し液化する（約0.5気圧、226°Kで液化）。高度を落としていくと大気温度が上昇していくので、探査機への熱浸入が増加する。この熱浸入から電子機器などを守るため、液化した二酸化炭素を気化し、蒸発潜熱を利用して冷却する。

地表に着地した探査機はサンプル収集や金星表面の映像を取得する。サンプル収集にはバキュームシステムかマニピュレーターを使用することを考えている。また金星表面の映像はスペクトル解析をし、地質を調べる。

観測を終えた探査機は気球内にアンモニアを入れ、浮力を増し上昇する。高度55 kmあたりまで戻り次第の探査に備える。

3-2 通信系

3-2-1 地球局～リレー衛星間の通信

地球局～リレー衛星間の距離は金星の軌道上位置により変化し、金星が地球に最接近する合の状態では0.3AUとなり、太陽の裏側になる衝の時期では最も遠い1.7AUとなる。本検討では金星表面の長期間探査のミッションであるため地球局間との通信は1.7AUでも確保する必要がある。(Fig.3-3)

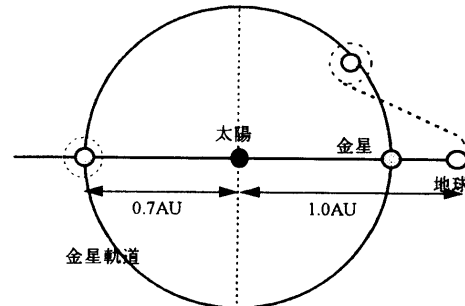


Fig.3-3 地球と金星間の距離

現在宇宙科学研究所が開発中のPLANET-B探査機の通信系を基にすると地球局～リレー衛星間の通信回線はTable.3-1ようになる。

Table.3-1 地球局～リレー衛星間の通信回線

HGA径 (m φ)	HGAゲイン (dBi)	電力半値幅 (±度)	1.7AUでのレート (kbps)	0.3AUでのレート (kbps)
1.6	39	0.8	8.1	256
0.8	33	1.5	2.0	64
0.4	27	3.1	0.5	16

(Xバンド、送信電力=5W、UDSCアンテナゲイン=70dBi)

地球局～リレー衛星間の通信回線レートはミッション要求を基に気球探査機～リレー衛星間の通信回線レートとの整合をとりながら選択する必要がある。また、重量/電力/他への要求条件などからも判断する必要がある。

3-2-2 地球局～気球探査機間の通信

気球探査機～地球局間の通信は基本的にはリレー衛星経由で確立できるが、リレー衛星/気球探査機分離からリレー衛星モード確立の間のプローブ時の気球探査機の追跡や気球探査機浮遊後の追跡およびリレー衛星モードのバックアップなど地球局との直接通信リンクは不可欠である。この場合気球探査機側はオムニ・アンテナとなるので自由空間ロスの少ないSバンドを用いると距離1AUでは5~10W送信電力で1bps程度の通信回線が確保できる。

3-2-3 気球探査機～リレー衛星間の通信

気球探査機～リレー衛星間の通信は双方ともオムニアンテナを想定すると高度2000km軌道までリレー衛星を下げる必要がある。リレー衛星の軌道を2000km円軌道とすると周期は132分となる。この場合、気球探査機からエレベーション(EI)30°以上のコーン内をリレー衛星が通過する時間は最大で14分となる。EI=30°での気球探査機/リレー衛星間の直距離は約3100kmとなり、Sバンド/送信電力=5Wでの通信可能レートは512bps程度になる。この場合、地球局からのリレー衛星可視時間の方が長いいためリレー衛星～地球局間の通信レートは128bps程度で良くなる。

この軌道条件で気球探査機～リレー衛星間の通信レートを上げるためには気球探査機側の送信電力かアンテナ・ゲインを増加させる必要がある。送信電力を20W(現時点での個体増幅器の実績)とすれば気球探査機～リレー衛星間の通信レートは約2kbpsまで上がる。一方気球探査機側アンテナを15dBi程度のMGAにすると通信レートは約16kbps程度まで可能となる。この場合は地球局～リレー衛星間の通信レートは4kbps程度で整合がとれる。ただし、このアンテナではビーム幅が約15°程度になるため気球探査機を追尾するポインティング装置が必要となる。

初期金星周回軌道から高度2000 kmの軌道に移行するには後述のように多量の推進系燃料が必要となり重量的には不利である。リレー衛星軌道を25000 km円軌道とすれば上記のMGAビーム幅で金星の半球表面をカバーできる。この場合、 $EI = 30^\circ$ の直距離27600 kmでの通信可能レートは256 bpsとなる。さらに送信電力を20 Wに、または、MGAを21 dBi程度のHGAとすれば1 kbpsとなる。高度25000 kmの円軌道では周期が約16.7時間で気球探査機の可視時間は約4.6時間となるため、運用上の通信レートは気球探査機間＝地球局間での整合がとれる。以上をまとめると次の表のようになる。

Table.3-2 気球探査機、リレー衛星との通信

最大直距離 (km)	気球探査機		リレー衛星			通信レート (bps)	備考
	送信電力 (W)	アンテナゲイン (dBi)	アンテナ形式	アンテナゲイン (dBi)	アンテナ半値幅 (度)		
3100	5	0	オムニ	0		512	
3100	5	0	MGA	15	±15	16384	ハールン追尾
3100	20	0	オムニ	0		2048	
27600	5	0	MGA	15	±15	256	金星指向
27600	5	0	HGA	21	±6.5	1024	ハールン追尾
27600	20	0	MGA	15	±15	1024	金星指向

今後、ミッション要求及びシステム全体との整合性について検討を続ける。

3-3 推進系

推進系に要求される機能は姿勢マヌーバと軌道制御である。軌道制御としては下図のようにトランスファー軌道上での軌道修正 (ΔV_t)、気球探査機分離後の軌道変更 (ΔV_s)、金星周回軌道投入のための減速 (ΔV_c で300 km×30 Rv軌道へ)、リレー衛星軌道への軌道変更 (ΔV_d および ΔV_r)が必要である。リレー衛星軌道を2000 km円軌道と25000 km円軌道の場合での必要燃料はTable.3-3のようになる。

Table.3-3 必要となる燃料の重量

2000 km円軌道の場合				25000 km円軌道の場合			
項目	ΔV 量 (m/s)	必要燃料 (kg)	残重量 (kg)	項目	ΔV 量 (m/s)	必要燃料 (kg)	残重量 (kg)
			2100				1670
ΔV_t	150	101	1999	ΔV_t	150	81	1589
			964				554
ΔV_s	150	46	918	ΔV_s	150	27	527
ΔV_c	1200	300	618	ΔV_c	1200	172	355
ΔV_d	40	8	610	ΔV_d	39	5	350
ΔV_r	2450	338	272	ΔV_r	853	86	264
予備		72	200	予備		34	230
合計		865		合計		405	

Table.3-3からわかるようにリレー衛星を持つことは重量的には非常に不利となる。例えば25000 km円軌道ではリレー衛星ドライ重量 ($W_{od} = 180 \text{ kg}$)の2倍の燃料が必要となる。2000 km円軌道の場合は W_{od} の4倍の燃料を必要とする。

3-4 リレー衛星システム

リレー衛星のコンフィギュレーションを決める主要要因は推進系構造と通信用アンテナ配置である。推進系としてはトランスファー軌道上でも使用する20N程度のRCS系と金星周回軌道投入前後で使用する二液エンジン及びタンク/配管系である。通信系としては地球局との通信用HGAと気球探査機との通信用MGAがある。基本的にはPLANET-Aタイプでも良いが、気球探査機との機械的インターフェイス上オフセットパラボラタイプのデスパン方式は採用しづらい。ここではHGAはPLANET-Bのように探査機ボディ固定方式とする。また、MGAは金星が気球探査機を追尾する機能が必要であるのでジンバル機構に搭載する。(Fig.3-4)

姿勢制御系ではトランスファー・フェイズではスピン安定タイプでも運用上の大きな問題はないが、リレー衛星軌道上では三軸安定制御が必要となる。

電源系では気球探査機と異なり環境が安定しており太陽光の利用が可能であるので太陽電池パドルを一軸回転制御する方式を採用する。リレー衛星の重量配分はTable.3-4に示すような値になる。

Table.3-4 リレー衛星重量配分

電源系	25	kg
通信系	12	kg
コマンド/データ処理系	6	kg
姿勢/軌道制御系	37	kg
熱/構造系	70	kg
推進系H/W	80	kg
推進系燃料	400	kg
合計	630	kg

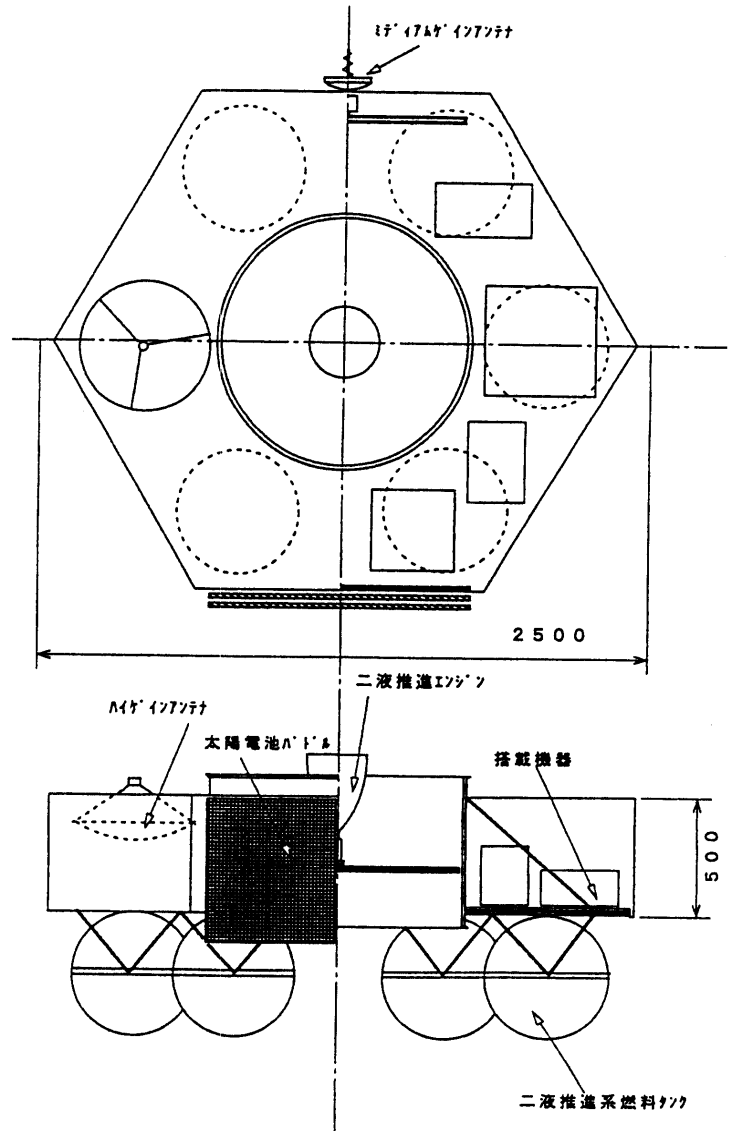


Fig.3-4 リレー衛星コンフィギュレーション

3-5 気球探査機システム

3-5-1 気球探査機コンフィギュレーション

気球探査機は金星大気圏突入により浮遊シーケンスに入る。大気圏突入時に気球探査機の表面は非常に高温になるため、ヒートシールド構造となる。以前検討された金星バルーンの結果では $L/D=0.5\sim 0.6$ 、 $R/D=0.2\sim 0.4$ のヒートシールド形状となる。(Fig.3-5)

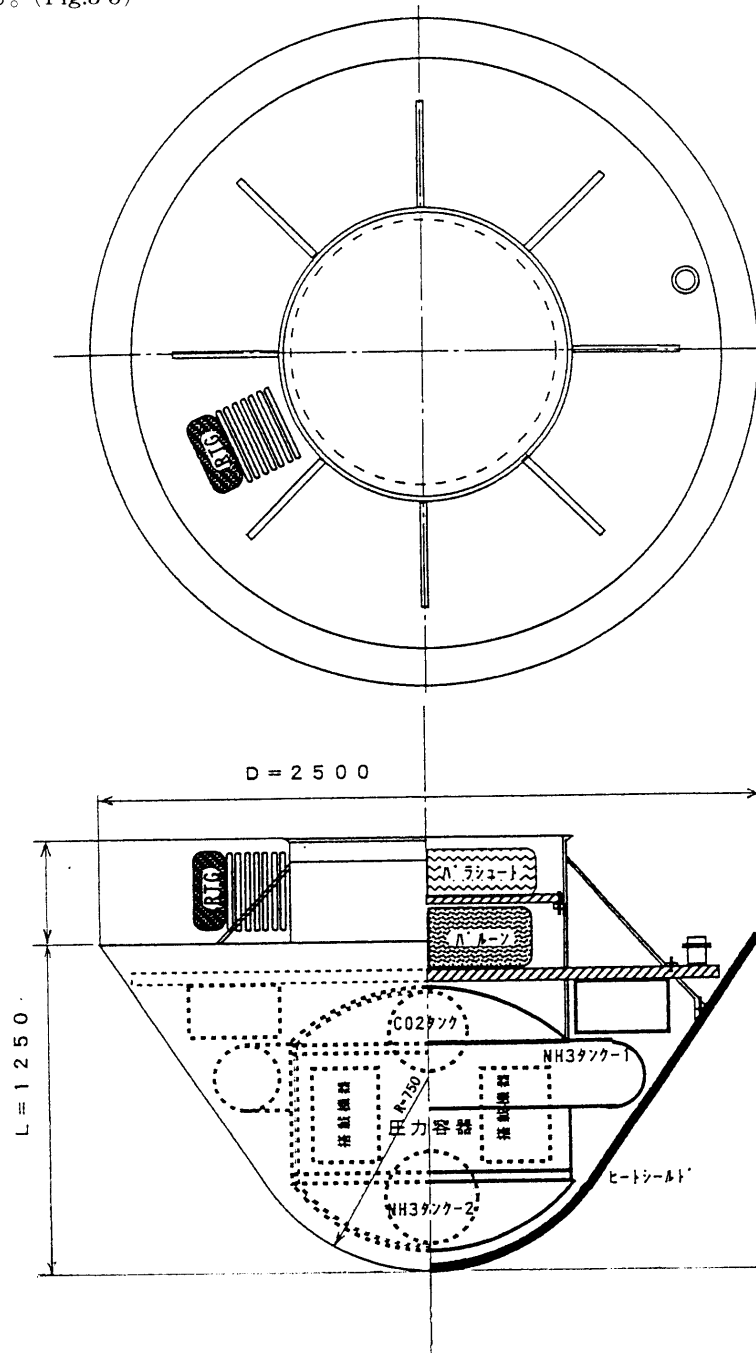


Fig.3-5 気球探査機コンフィギュレーション

3-5-2 気球探査機の構成

気球探査機の構成要素は金星大気圏突入時の初期浮遊後に切り放される部分と、その後の観測ミッション遂行に必要な気球探査機に分類される。気球探査機は探査機を気球によって高度の上昇下降を繰り返し探査箇所を移動する構造をしている。気球内のガスはアンモニアを用いる。

探査機内には金星大気を液化するコンプレッサーと液化装置、液体二酸化炭素用タンク、観測機器、探査機姿勢制御装置、探査機高度制御装置、電源などが搭載される。各構成要素の重量および消費電力はTable.3-5のように設定した。これらの値は上記の宇宙研の金星バルーンを検討したときのデータを用いている。構成要素のうちタンク重量の検討も51cmφで30kgという値を参考にした。アンモニアタンク1は密度=0.96(-40℃液体)より直径は約1mとなる。アンモニアタンク2は直径48cmとなる。二酸化炭素用タンクは密度=1.1(-20℃液体二酸化炭素)より直径51cmとなる(ただし容積は1.5倍にした)。

Table.3-5 探査機構成要素とその重量及び消費電力

構成要素	重量[kg]	電力[W]	備考
ヒートシールド	70		(35kg:1.5mφ×0.75mH)→2mφ
パラシュート	50		(10kg:負荷重量80kg時)→1ton
アンモニアタンク-1	12		ドーナツタイプ(1atm)
小計	132		
アンモニアタンク-2	7		48cmφ
Liq.CO ₂ タンク	2		56cmφ
冷凍機	35	200	高度55kmでのみON,効率50%
コンプレッサー	50		
ミッション機器	30	20	
真空ポンプ	20	10	
圧力容器	146		1mφ×1mH(CFRP)
構造系	50		
熱制御系	40	40	
電源系	5	10	
RTG	5		発生電力=500W
通信系	5	30	Sバンド,5w出力,オムニアンテナ
データ処理系	5	10	
計装	5		
小計(ドライM ₀)	500		
気球 m _b	44		0.1kg/m ² 12mφ
アンモニア1 M ₁	349		
アンモニア2 M ₂	10		
Liq.CO ₂ M ₃	0		25kg
小計(ウェット)	903		
合計	1035		

3-5-3 エネルギー源

金星は分厚い雲に覆われ、金星に降り注ぐ太陽光の2%しか金星表面に届かない。よって今回の場合気球探査機に太陽電池は使用できないので、RTGを使用することを考えた。RTGはおよそTable.3-6のような性能をもつ。現在実験に使用している冷凍機は400Wなのでこれを動かすには80kgのRTGが必要である。

Table.3-6 RTGの性能

重量	100kg	200kg
発電量	500W	1kW
重量/W	→ 0.2kg/W	

3-6 気球探査機システム熱制御系

気球探査機の浮遊シーケンスのうち、液体二酸化炭素を製造する高度55km及び観測を行う高度0kmについて解析した。(Table.3-7)

Table.3-7 高度55kmと0kmの環境

高度[km]	55	0
気圧[atm]	0.5	90
太陽高強度[W/m ²]	260	
温度[K]	288	773

3-6-1 前提条件

①高度55km

高度55kmでは探査機は気球によって浮遊し、降下時冷却に必要な金星大気(二酸化炭素)を液化している。この位置においては、気球は太陽光による熱入力を受ける。

②高度0km(金星表面付近)

高度0kmの位置では、厚い雲に覆われているため金星表面にはほとんど太陽光が入射しない。一方で、大気中の温度は750°Kに近い温度になる。

3-6-2 システム検討

前述した熱環境において、機器を最適な温度環境に維持するシステムについて以下の2つの方法について検討した。

システム-A: 内部を真空にし、外郭内側に放射シールドを設ける。

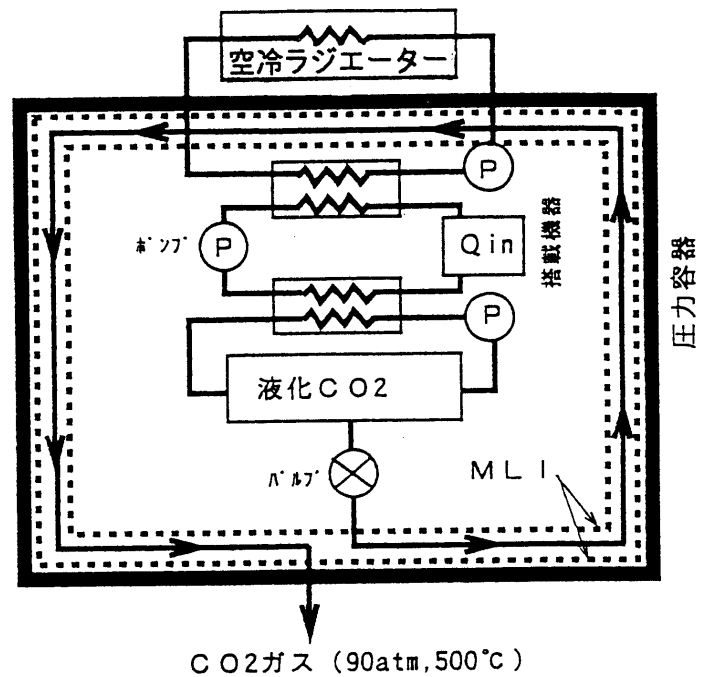
システム-B: 内部は外部と同じ圧力の二酸化炭素で満たし、外殻内側に断熱材を使用する。

・システム-A

このシステム(Fig.3-6)においては、発熱源である搭載機器を液体ループで接続している。メインループは熱交換器を介し、空冷ラジエーター及び液体二酸化炭素の蒸発潜熱を利用した2種類の排熱サブループに接続されている。これらの排熱サブループはループ内部の流体の循環/停止により、メインループと熱的に接続/切り放しできるようになっている。

さらに外部からの熱浸入を抑えるため、外気に曝される外殻内部は真空として対流をなくし、多層インシュレーション(MLI)及び二酸化炭素で冷却する放射シールドで内部機器を包み断熱する。このシステムには以下のような特徴がある。

①高度55kmにおいては、太陽光による熱入力と内部発熱を外部に放熱する。この場合、液化装置の効率を50%とすると液化装置の発熱(347.5kcal/h)とそれにより製造される液体二酸化炭素の能力が等しいため、液体二酸化炭素により液化装置以外の発熱を吸収することはできない。そのため、強制空冷するラジエーターと内部の流体ループを接続することにより温度制御する。

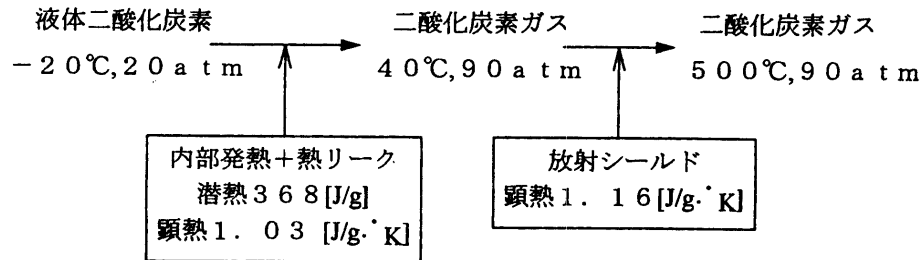


C O2ガス (90atm, 500°C)

Fig.3-9 千鳥配列の管群内風速と熱伝導率との関係

②高度0 kmにおいては、大気中の温度が750°Kに近いので空冷ラジエーターは使用できない。空冷ラジエーターからの熱入力を最小にし、液体二酸化炭素の蒸発潜熱及び顕熱のみで冷却する。液体二酸化炭素は気化した後、大気中に放出するが、金星表面の大気圧は90気圧なので液体二酸化炭素は90気圧以上に圧力を上昇させ放出しなければならない。

ここで、以下のようなシステムが考えられる。



液体二酸化炭素は-20°C、2.0気圧の状態、内部発熱及び外部からの熱リークを吸収し、約40°C、9.0気圧の二酸化炭素ガスになる。さらに、このガスは放射シールド中を流れこれを冷却し、最終的に外部に放出される。以上のようなシステムにより、蒸発潜熱及び顕熱を最大限に利用した放熱は可能であると考えられる。

・システム-B

耐熱性の断熱材には耐火レンガ、グラスウール等があるが、このような多孔質材は多孔質層の中のガスの対流、繊維や粒子間の熱伝導や輻射などが無視できないため、真空断熱に比べて断熱性能が低い。

特に高温で使用する場合には、高温側と低温側の温度差が大きくなると多孔質層のガスの自然対流が激しくなる。また、輻射伝導の寄与が伝導伝熱に比べ相対的に大きくなり熱伝達率が増加する。そして、高圧で使用する場合には、分子の運動が盛んになるため対流の影響が大きくなり、断熱性能が低下する。

多孔質材の断熱性能を評価する方法としては、多孔質層内の熱伝達を考慮して求める方法がある。以下にこの検討において使用した実験式を示す[6]。

ここで、

$$h = \frac{\lambda \times Nu}{s}$$

$$Nu = 0.313R^{1/2} \quad (R > R_{cr} = 10)$$

$$R = \frac{g \beta \Delta \theta s^3}{\nu a} \times \frac{k}{sl}$$

h : 熱伝達率 (W/(m²·°K))

λ : 熱伝導率 (W/(m·°K))

Nu : ヌッセルト数 (無次元)

R : 修正レイリー数 (無次元)

R_{cr} : 臨界修正レイリー数 (無次元)

g : 重力加速度 (m/s²)

β : 体膨張率 (1/°K)

θ : 温度 (°K)

ν : 動粘性係数 (m²/s)

a : 温度伝導率 (m²/s)

k : 透過率 (m²)

s : 厚さ (m)

l : 長さ (m)

これらの式を利用して金星の環境における断熱材の性能を求めると、グラスウールを使用した場合、常温常圧で熱伝達率は約 $0.04 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{K})$ 、金星環境では約 $3.43 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{K})$ となり、断熱性能が大きく低下する。Table.3-8にこの検討で使用した変数を示す。

この熱伝達率を用いて、内部への熱流入をシステム-A（真空+MLI）なみにするためには、厚さ約 51.05 m の断熱材が必要となり、現実的ではない。

Table.3-8 グラスウールの断熱特性

熱環境	300°K、1気圧	750°K、90気圧
内部温度 (°K)	313	313
外部温度 (°K)	343	773
平均温度 (°K)	328	543
動粘性係数 ν (m^2/s)	8.41	0.28
温度伝導率 a (m^2/s)	10.96	0.36
重力加速度 g (m/s^2)	9.8	8.91
グラスウール【仮定】		
有効熱伝導率 ($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{K})$)	0.04	
繊維径 (m)	2.0×10^{-5}	
空隙率	0.98	
透過率 k (m^2)	1.0×10^{-9}	
保温材の厚さ s (m)	1.0	
保温材の高さ l (m)	1.0	
修正レイリー数 R	9.73	75217
ヌッセルト数 Nu	0.98	85.84
熱伝達率 h ($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{K})$)	0.04	3.43

以上より、今回のミッションにおいては、システム-Aが適切であると考えられる。

3-6-3 熱制御解析

システム-Aにおいて以下の項目について解析を実施した。

- ①空冷に必要な風量（高度55km）
- ②滞在可能時間（高度0km）

以下に結果を示す。

ここで、気球探査機はFig.3-7のようにヒートシールドの内側、すなわちベースプレートと機器をMLIで覆うとする。このとき、MLIの面積は約 5 m^2 である。また、 0.7 m 四方のラジエーター及び直径 0.1 m の観測窓を想定し、面積をそれぞれ 0.5 m^2 、 $7.85 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ とする。

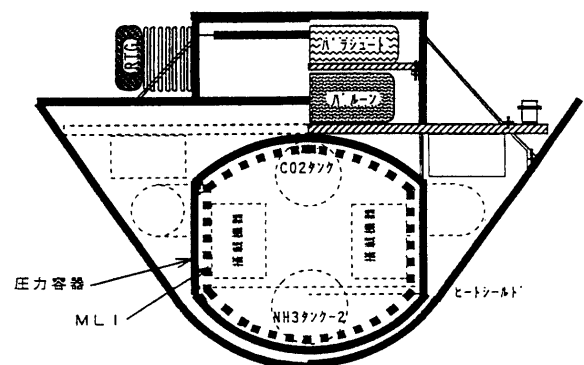


Fig.3-7 気球探査機（ヒートシールド装備）

①空冷に必要な風量 (高度55km)

高度55kmでの熱の流れをFig.3-8に示す。ラジエーターへの太陽光による熱入力が約26W、機器の内部発熱が約320Wなので約346Wの熱入力を受ける。

Fig.3-9に冷凍空調用フィンの管群内風速と熱伝導率との関係を示す。熱入力346Wのときの熱伝導率は38.2 Kcal / (m² · h · °K)と求まるので、Fig.3-9を利用すると、風速は1.8 m / s 以上必要となる。尚、Fig.3-9は空気中における実測値であるが、空気とCO₂の比熱はほぼ同じなので同様に考えられる。また、この結果は1気圧中のデータであるので、高度55kmの環境である0.5気圧になった場合、2倍の風速が必要となる。この点については、今後実験的検討が必要である。

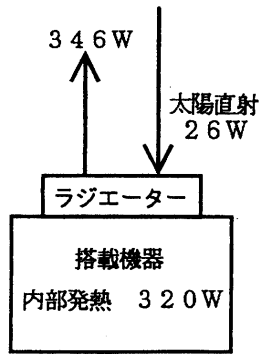


Fig.3-8 熱の流れ (高度55km)

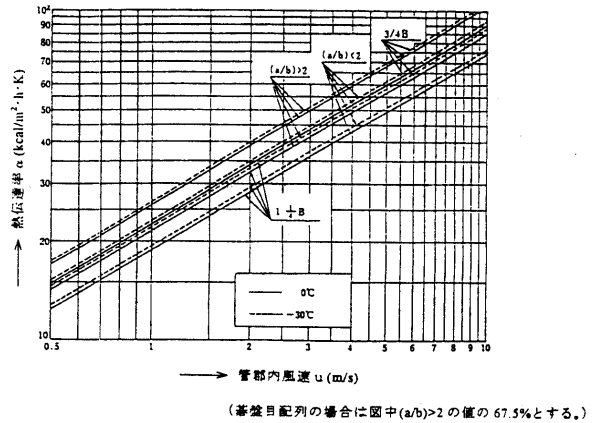
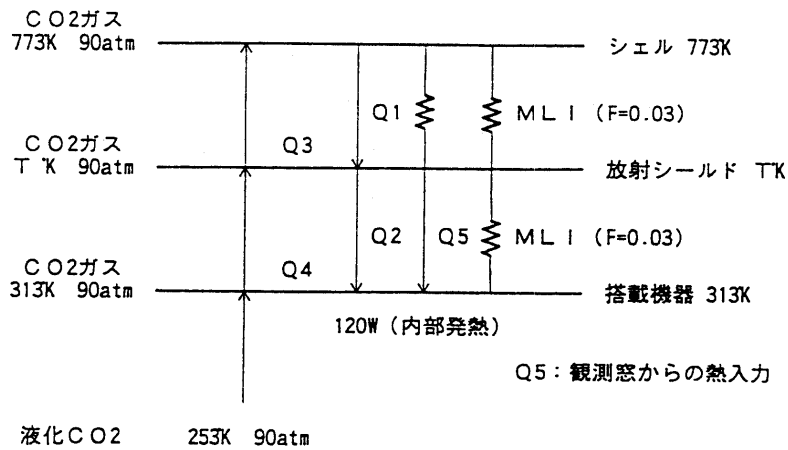


Fig.3-9 千鳥配列の管群内風速と熱伝導率との関係 (Re = 10³ ~ 2 × 10⁵)



$$\begin{aligned}
 Q1 &= Q2 + Q3 \\
 Q4 &= Q2 + 120 + Q5 \\
 Q1 &= A \cdot F \cdot \sigma (773^4 - T^4) \\
 Q2 &= A \cdot F \cdot \sigma (T^4 - 313^4) \\
 Q3 &= Cp \cdot M (T - 313) \\
 Q4 &= Cv \cdot M (313 - 253) + L \cdot M \\
 Q5 &= Aw \cdot \epsilon_w \cdot \sigma (773^4 - 313^4) = 124 \text{ W}
 \end{aligned}$$

A : 表面積
 σ : ステファン・ボルツマン定数
 Cp : 定圧比熱
 Cv : 定積比熱
 L : 潜熱 (液体→気体)
 M : 質量流量
 Aw : 観測窓の面積
 εw : 観測窓の放射率 = 0.8

Fig.3-10 熱の流れ (高度0km) と関係式

②滞在可能時間（高度0 km）

Fig.3-10に高度0 kmでの熱の流れを示す。高度0 kmにおいては、輻射による熱入力と機器の内部発熱の総和を液体二酸化炭素の蒸発潜熱により吸収しなければならない。このとき、輻射による熱入力はML Iの実効輻射率により決まり、この値を変数として50 kgの液体二酸化炭素で可能な滞在時間を求めた。ここで、単純化のため、降下上昇中の状態は考慮しない。Fig.3-11に結果を示す。

通常、衛星に用いられる10層程度のML Iでは実効輻射率は0.03ぐらいの値であり、このとき常温ステージの熱入力は1145 Wになり、約4.8時間の滞在が可能である。この滞在時間を半分の2.4時間に限れば探査機内に取り込む液体二酸化炭素の量は25 kgで済むことになる。極低温容器等に用いる50層程度で縫い目の特に少ないML Iでは0.002ぐらいの値も可能だが、高温に耐える金属箔等を材料に用いるML Iの場合、どの程度まで実効輻射率を小さくできるか実験的検討が必要である。また、本検討では構造材や計装配線による伝導熱入力を無視しているがそれを最小にする工夫が必要となる。

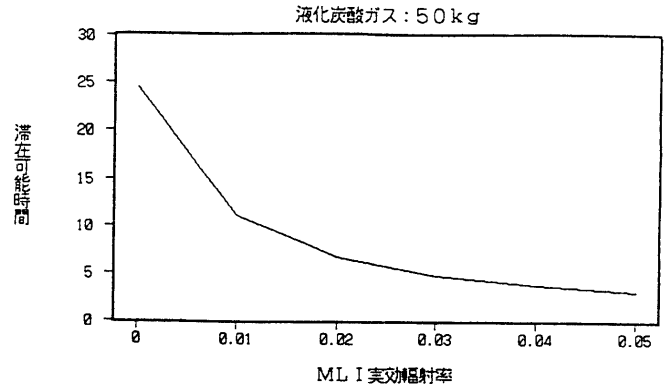


Fig.3-11 ML Iの実効輻射率と滞在可能時間の関係

3-6-4 熱制御系重量及び電力

熱制御系の重量及び電力を下記のように見積もった。

Table.3-9 熱制御系の重量及び電力

	単位重量	数量	重量[kg]	電力[W]
ML I	0.5kg/m ²	12m ²	6	20
放射シールド	1.5kg/m ²	12m ²	18	
ポンプ	1kg/台	3台	3	
コールドプレート	1kg/台	3台	3	
熱交換機	2kg/台	2台	4	
ラジエタ	2kg	1	2	
配管	0.1kg/m	10m	1	
バルブ類	—	1kg	1	
冷媒	1.7kg/l	2l	3.4	
制御回路	—	1kg	1	
			42.4	40

3-7 気球探査機の高度制御

はじめわれわれは気球に水素を入れ、それを水素吸蔵合金に吸収させ、浮力の調節を行うことを考えた。水素は浮力を得るために最も効率の良いガスであり、水素吸蔵合金も温度の調節だけで水素のガス吸収放出を制御できるためこれらの利用を検討した。しかし、地球から探査機を浮かせるだけの量の水素を持っていくためには約2トンの量の水素吸蔵合金が高度制御用以外に必要であり、これにより水素吸蔵合金を利用することは断念した。

われわれは水素以外に地球から持って行き易く(保存し易く)、気化しやすい分子量の小さいガスを検討し、その結果アンモニアを利用することを考えた。

今回検討した気球はアンモニアを用いて浮力を得る。地表に降りるときにはアンモニアを液化し、気球容積を減らし浮力を落とすものである。

3-7-1 気球探査機浮遊シーケンス

気球探査機がヒートシールドを外した後、気球探査機は次のような経緯をたどることになる。(fig.2-3)

①金星大気突入後の初期浮遊は液体アンモニア(M₁kg)を気化し気球内に注気する。注気後、アンモニアタンクは切り放す。高度は55kmに浮遊する。

②高度55kmにおいて降下時の冷却用のための二酸化炭素(金星大気)を液化機により液体二酸化炭素(M₃kg)として搭載タンクに保存する。(M₃=25kgとすると、この作業に1日程度かかる。)この間、高度低下を防ぐために別のタンクにより更に液体アンモニア(M₂kg)を気化し気球に注気する。

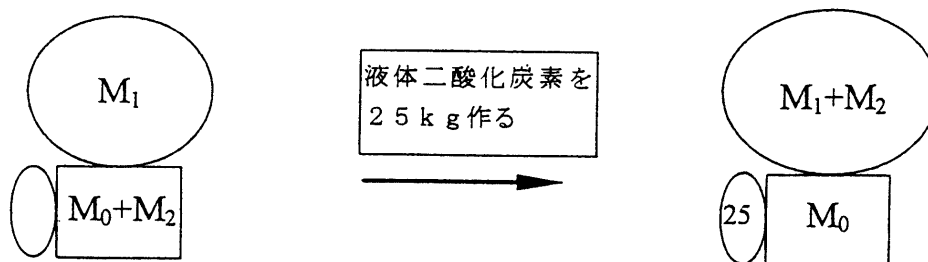
③バルーン内のアンモニアを液化し搭載タンク内に注液することにより浮力バランスを崩し、気球探査機を降下させ観測シーケンスに入る。

④金星表面付近まで降下して観測終了後は、降下開始時に液化したアンモニアを再び気化し気球に注気し、高度55kmまで上昇する。

⑤移行②~④を繰り返す。観測シーケンスにおける熱制御は液体二酸化炭素の蒸発潜熱を利用する。

3-7-2 浮遊に必要なアンモニア量の算出

液体二酸化炭素を作ると探査機の重量が約25kg増加する。そのままだと高度を落としてしまうので重量が増加する分浮力を増やさなければならない。重量が増加する前と増加した後の気球の容積とそのなかに入れるアンモニアの量その他は以下のように計算できる。



M_0 : バルーンモジュールドライ重量 $-m_b$ [kg]

m_b : バルーンの風船重量 [kg]

M_1 : 初期注気用 NH₃ 重量 [kg]

M_2 : M_3 追加時 NH₃ 追加重量 [kg]

Fig.3-12 25kg増加に伴う気球内への注気

重量が増加する前と増加した後の気球の容積とそのなかに入れるアンモニアの量はvan der waalsの状態方程式を用いて以下のように計算できる。

$$\left(P + \frac{a}{v^2}\right)(v-b) = RT$$

$$v = \frac{V}{n}$$

$$a = \frac{27R^2T_c^2}{64P_c}$$

$$b = \frac{RT_c}{8P_c}$$

P : 圧力[N/m²][Pa]
 R : 気体常数[J/mol・°K]=8.314
 T : 温度[K]
 V : 体積[m³]
 a : [Pa・m⁶/mol²]
 b : [m³/mol]
 T_c : 臨界温度[°K]
 P_c : 臨界圧力[Pa]
 n : 気球内の(または押しのけられた)ガスのmol量[mol]

Table.3-10 気体の臨界定数

	Tc[K]	Pc[atm]	a	b
CO ₂	304.25	73	0.36494342	0.00004275
NH ₃	405.55	112	0.42262774	0.00003714

Table.3-11 金星大気の温度と圧力

高度[km]	温度[°K]	圧力[atm]
55	288	0.5

Table.3-10,11の値を用いると次の式が得られる。

$$v_{\text{CO}_2} = V/n_{\text{CO}_2} = 0.0425411$$

$$v_{\text{CO}_2} = V/n_{\text{NH}_3} = 0.0425086$$

n_{CO_2} : 気球により押しのけられたCO₂のmol量

n_{NH_3} : 気球内のNH₃のmol量

ここでV(気球の体積)は同じであるから

$$n_{\text{NH}_3} = n_{\text{NH}_3} \times v_{\text{CO}_2} \div v_{\text{NH}_3} = 1.00076455 \times n_{\text{CO}_2} = k_1 \times n_{\text{CO}_2}$$

気球(NH₃=M₁kg)による浮力(F)は

$$F = 44 n_{\text{CO}_2} - 17 n_{\text{NH}_3} = (M_0 + m_b + M_2) \times 10^3$$

$$M_1 \times 10^3 = 17 \times n_{\text{NH}_3}$$

$$m_b = k_2 \times S$$

$$V = 4 \pi r^3 / 3$$

$$S = 4 \pi r^2$$

M_0 : 気球探査機ドライ重量— m_b [kg] (気球重量除く)

m_b : 気球探査機の気球の重量 [kg]

M_1 : 初期注気用NH₃重量 [kg]

M_2 : M₃追加時用NH₃追加重量 [kg]

M_3 : 気球探査機に取り込む大気(CO₂)重量 [kg]

V : 気球体積 [m³]

S : 気球表面積 [m²]

k_2 : 風船部素材の単位面積当たり重量 [kg]

M ₀	m _b	M ₁	M ₂	M ₃	k ₁	n _{CO2}	n _{NH3}
500	44	349.0	9.667		1.00076455	20516.0	20531.7

v _{CO2}	v _{NH3}	V _{CO2}	V _{NH3}	r ³	r	S	k ₂
0.0425411	0.0425086	872.8	872.8	249.7	5.929	441.7	0.100

気球探査機に大気 (CO₂) をM₃[kg]取り込んだ場合は

$$F = 44 \times n_{CO2} - 17 \times n_{NH3} = (M_0 + M_3 + m_b) \times 10^3$$

$$(M_1 + M_2) \times 10_3 = 17 \times n_{NH3}$$

$$m_b = k_2 \times S$$

$$V' = 4 \pi r'^3 / 3$$

$$S' = 4 \pi r'^2$$

M ₀	m _b	M ₁	M ₂	M ₃	k ₁	n' _{CO2}	n' _{NH3}
500	44	349.0	9.667	25	1.00076455	21084.2	21100.3

v _{CO2}	v _{NH3}	V' _{CO2}	V' _{NH3}	r' ³	r'	S'	k' ₂
0.0425411	0.0425086	896.9	896.9	275.3	5.982	449.7	0.098

Table.3-12 気球の容積の変化

高度 (km)	圧力 (atm)	温度 (°K)	気球内のガス量 (mol)	気球の押しつけた金星大気量 (mol)	気球の容積 (m ³)
55	0.5	288	20531.7	20516.0	872.8
↓ 25kg の液体二酸化炭素を作ったとき					
55	0.5	288	21100.3	21084.2	896.9

地表においてはT=750°K 以上P=90気圧であるが、地表に降りるときアンモニアをM₂(9.667)だけ液化して浮力を落とすとする。そのときの地表での気球の容積は、

$$V = 13.4 [m^3]$$

となる。

また、地表から再浮上するときすべてのアンモニアを気化したとすると、気球の容積は、

$$V = 13.8 [m^3]$$

となり、55 km付近での気球の大きさの約1/65になる。

このような体積変化ができ、高温に耐えるような気球の材料ならびに構造を検討しなければならない。

4 二酸化炭素の液化

4-1 二酸化炭素の特徴

探査機において作られた液体二酸化炭素の状態が -29°C 15 atm のとき、これを金星表面の圧力 (90 atm) に断熱圧縮したとすると、約 -29°C 90 atm の状態になる。この液体二酸化炭素を用いると -29°C 15 atm の液体二酸化炭素の持つエンタルピーは約 110 kcal/kg 、また 500°C 90 atm の二酸化炭素の持つエンタルピーは約 302 kcal/kg なので得られる蒸発潜熱は約 197 kcal/kg である (Fig.4-1)。

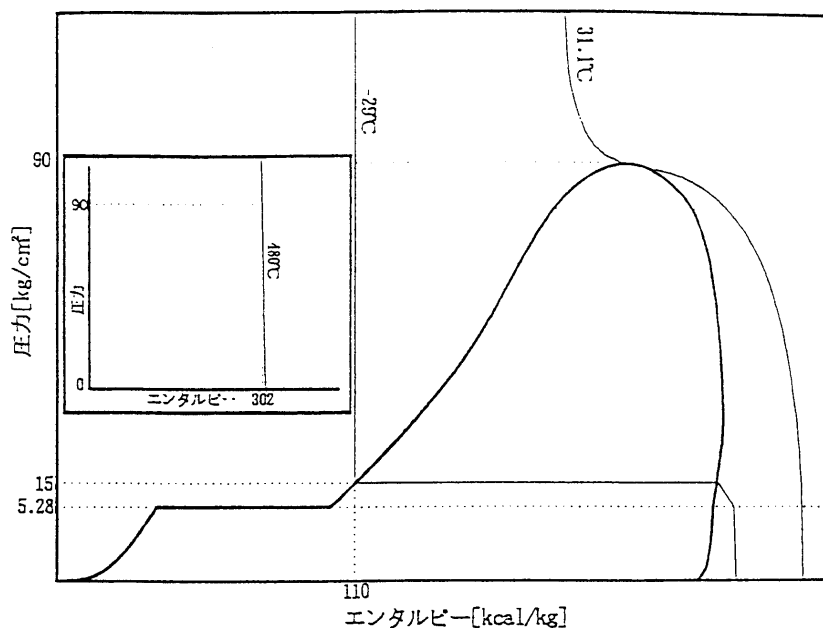


Fig.4-1 二酸化炭素のモリエル線図

1 kg の液体二酸化炭素の液体二酸化炭素を用いると、1 kW の熱入力を約 0.23 時間相殺することができる。

4-2 二酸化炭素液化装置

今回検討した金星探査法の重要な点として、金星大気を液化し、それを用いて探査機に浸入する熱を防ぐことが第一にあげられる。金星大気は約 97% が二酸化炭素なので実験には二酸化炭素を用いた。

二酸化炭素を液化するにはある程度の圧力と低い温度の熱源が必要である (Fig.4-2)。この条件を満たすような二酸化炭素液化装置をわれわれは考えた。

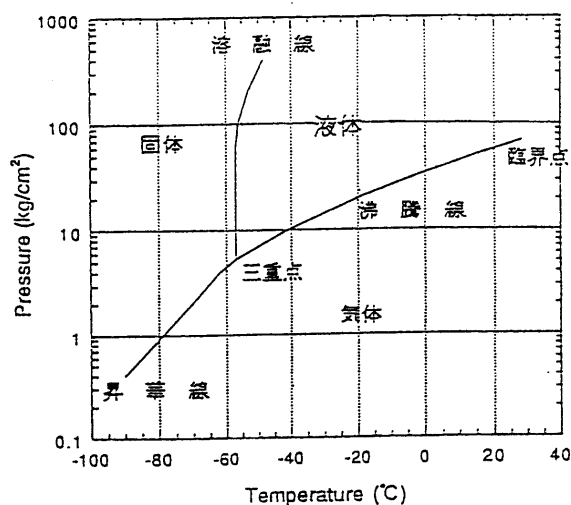


Fig.4-2 二酸化炭素の状態図

液化装置は大きく分けて、冷凍機と熱交換器と液体二酸化炭素受容タンクによって構成されている (Fig.4-3(A),(B))。冷凍機はロータリー冷凍機のコンデンシングユニットを用いた。これは冷媒蒸発温度 $-4.0 \sim -5$ ℃の温度範囲で運転が可能である。

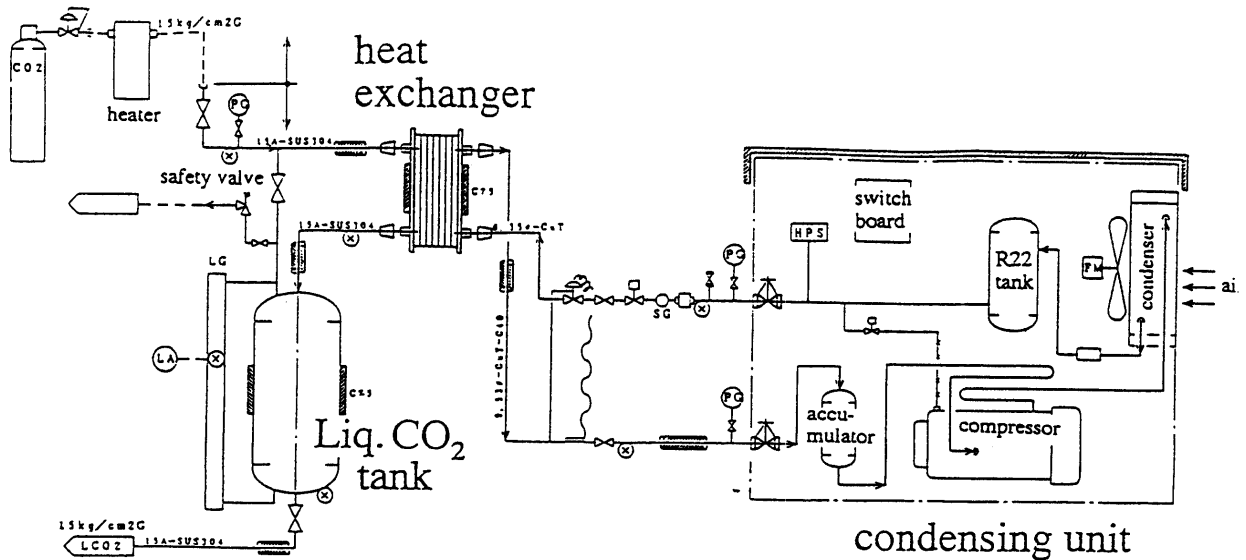


Fig.4-3(A) 二酸化炭素液化装置の構造

液体二酸化炭素を作るには、加圧された二酸化炭素を用いなければならない。検討した計画では、コンプレッサーで金星大気を圧縮するが、今回の実験ではボンベから減圧弁を介して液化装置に導入した。

液化装置に入った二酸化炭素は熱交換器で冷却され (このときの冷却温度は二酸化炭素の圧力に依存する)。熱交換器において二酸化炭素は液化し、熱交換器下部に溜まる。ある程度溜まるとあふれ、液体受容タンクに溜まる。溜まった量は液面計で測定できる。

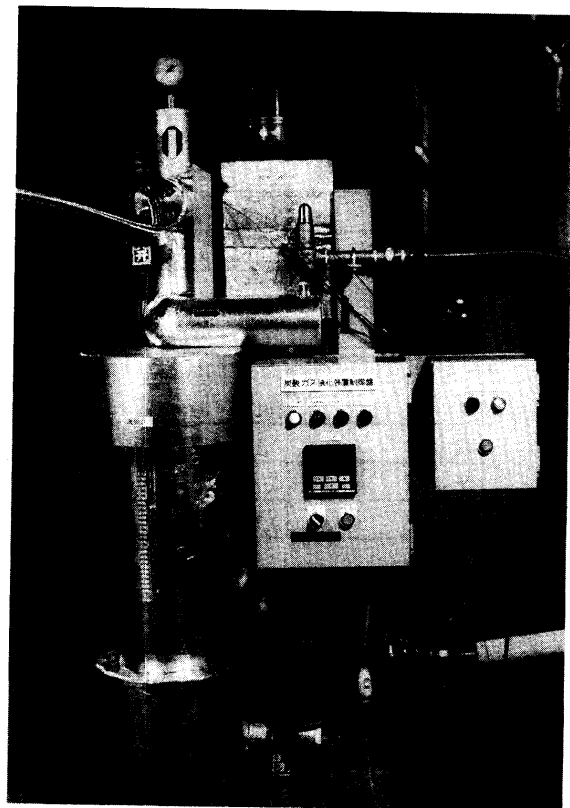


Fig.4-3(B) 二酸化炭素液化装置の外観

4-3 液化実験の理論値

実際の液化実験では気体の二酸化炭素を相転移させるためだけでなく、液化装置の外からの熱入力の分も冷却しなければならない。その熱入力下記のとおり計算される。

計算では筒部分と平面部分それぞれの放散熱量（マイナスの値）を算出する。

（J I S 保温保冷工事施工標準参考）

$$Q = \frac{2\pi(\theta_0 - \theta_r)}{\frac{2}{d_1\alpha} + \frac{1}{\lambda} \ln \frac{d_1}{d_2}} \quad \text{1時間当たりの1mの管からの放散熱量} \quad (1)$$

$$Q = \frac{\theta_0 - \theta_r}{\frac{1}{\alpha} + \frac{x}{\lambda}} \quad \text{1時間当たりの1m}^2\text{からの放散熱量} \quad (2)$$

x : 保温材の厚さ (m)

d_1 : 保温材の外径 (m)

d_2 : 保温材の内径 (m)

λ : 保温材の熱伝導率 (kcal/mh°C)

α : 表面の熱伝導率 (kcal/m²h°C)

θ_0 : 内部温度 (°C)

θ_r : 室内温度 (°C)

Q : 放散熱量{ 管の場合 (kcal/mh), 平面の場合 (kcal/m²h)}

Table.4-1 配管

	d_1 (m)	d_0 (m)	長さ (m)	θ_0 (°C)	θ_r (°C)	α (kcal/m ² h°C)	λ (kcal/mh°C)	放散熱量 (kcal/h)
冷媒液管	46.35	6.35	0.3	-35	23.5	10	0.0197	-1.09
冷媒ガス吸入管	49.53	9.53	4.3	-35	23.5	10	0.0197	-18.02
CO ₂ 液管	61.7	21.7	2.3	-28	23.5	10	0.02012	-13.49
CO ₂ 液面計	100.5	60.5	0.7	-28	23.5	10	0.02012	-8.32

Table.4-2 平面

	面積 (m ²)	保冷材厚 (mm)	θ_0 (°C)	θ_r (°C)	α (kcal/m ² h°C)	λ (kcal/mh°C)	放散熱量 (kcal/h)
液化器	0.13	75	-28	23.5	10	0.02012	-1.75
受液槽	0.13	75	-28	23.5	10	0.02012	-1.75
液面計	0.13	75	-28	23.5	10	0.02012	-2.56

式(1)と式(2)の計算結果と計算時の条件をTable.4-1とTable.4-2に記す。この放散熱量の和が計算できる熱入力である。このほかの雑熱損失としてこの結果と同じ量の熱入力があるとすると、全熱浸入量は約93.29kcal/hあると考えられる。

4-4 液化実験の結果

液化実験においては圧力、液体と気体の温度、液化速度が測定された (Fig.4-4)。

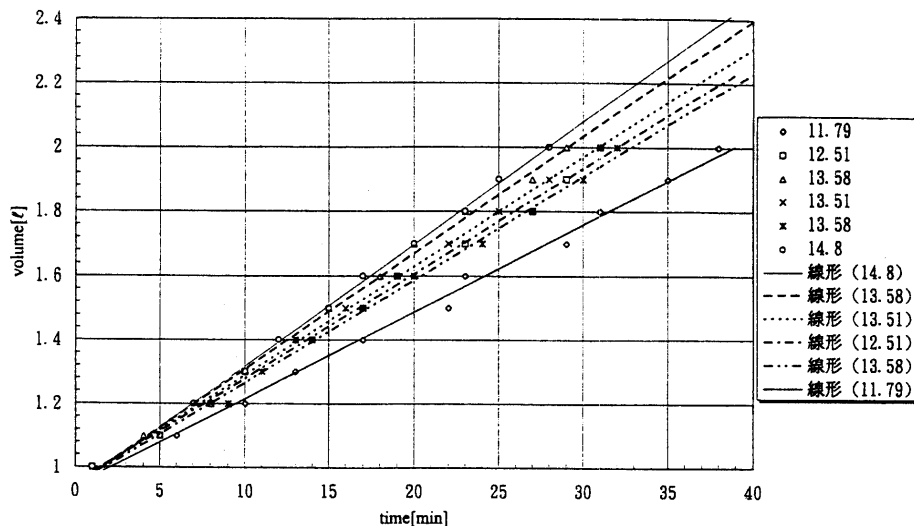


Fig.4-4 実験結果

液化速度を見ると二酸化炭素の圧力が高いほど効率よく液化できる傾向がみられる。(下から2番目の13.58 kgf/cm²は熱入力が大きく液化速度が遅くなったと考えられる)

液化の単位質量 (単位体積) あたりの液化に必要なエネルギーは液化速度が早いほど少なく良い。つまり圧力が高いほど効率よく液化できるのである。

液化速度から液化の効率を計算すると50.76～66.39% (冷凍機に入れるエネルギーを100%とする) であった。これは外部からの熱入力を打ち消すため、単なる気体から液体への相転移以上にエネルギーがかかってしまいこのような値になっているものと思われる。

この液化装置を気球探査機に搭載し、実験時の14.8 kgf/cm²での液化速度で液化できたとする。このとき25 kgの液体二酸化炭素を作るには約10.2時間かかる。実際の探査においては金星大気を20気圧に圧縮するが、この圧縮大気 (二酸化炭素) をなるべく低い温度に冷やす (空冷) と25 kg作る時間がおさえられる。10℃～30℃の20気圧の二酸化炭素の比熱はおおよそ6.25 kcal/kg・°Kなので1℃の違いが約1分半～2分の時間差になる。

5 今後の課題

金星大気中の二酸化炭素を上空で液化して、その蒸発潜熱 (蒸発熱吸収) を利用し、金星表面の高温の厳しい熱環境を克服して長時間繰り返し金星表面の探査を可能にする新しい探査方法のシステム (軌道制御・推進、通信、熱制御、高度制御、システム構成など) について詳細に検討し、ミッションとして可能であることを示した。

今後この液体二酸化炭素を使用した新しい金星探査法において更に次のようなことを検討及び実験をしていかなければならない。

(1) 二酸化炭素を圧縮するコンプレッサー

大気圧約0.5気圧の状態から15気圧に圧縮する軽量のコンプレッサーを開発しなければならない。現在1気圧を15気圧に圧縮するコンプレッサーを利用して液化装置を組立中。

(2) 液体二酸化炭素の蒸発潜熱取得法とその実験

実際に90気圧という高压環境を作り出し、液体二酸化炭素を気化させ、実際に得られる蒸発潜熱を測定する。高压環境をどのように作るかが問題である。

(3) 硫酸の雲の対策法

金星の雲は硫酸などから作られている。これらから機体や液化装置をどのように守るか、機体の材質、コーティングなどを検討しなければならない。

(4) サンプル収集法(マニピュレーター、バキューム法)

サンプルを取る方法取る方法としてマニピュレーターが考えられる。これだとある程度の大きさのサンプルを得ることができる。しかし目標を定めてアームを制御しなければならず、自律機能を備えたシステムを開発しなければならない。これに対し、バキューム法だと簡単な制御だけでいい。だが表面の砂のようなものぐらいしか収集できないと思われる。

(5) 気球容積の増減(アンモニアの利用)

気球内アンモニアを冷却、液化して気球の容積を増減させる。このようなシステムを液体二酸化炭素の蒸発潜熱を利用して(はじめは他の熱源を利用して)開発、実験をする。

6 おわりに

本研究は、平成7年度民間等との共同研究(区分A)として、宇宙科学研究所と西松建設(株)との間で行われたもので、これにNEC(株)の有志が協力したものである。また、長崎総合科学大学の小野公嗣(指導教官:久保治也教授)の卒業研究として参加した。

References

- [1] A.Seiff, "Thermal structure of the atmosphere of Venus, Edited by D.M.Hunten, L.Colin, T.M. Donahue, and V.I. Moroz (The University of Arizona Press, Arizona, 1983) 215-279
- [2] Pioneer Venus, NASA SP-461 (1983)
- [3] L.Colin, "Basic facts about Venus", in Venus, Edited by D.M.Hunten, L.Colin, T.M.Donahue, and V.I.Moroz (The University of Arizona Press, Arizona, 1983) 10-26
- [4] V.I.Moroz, "Summary of preliminary results of the venera13 and venera14 missions", in Venus, Edited by D.M.Hunten, L.Colin, T.M.Donahue, and V.I.Moroz (The University of Arizona Press, Arizona, 1983) 45-68
- [5] Nobuki.K, Ei-ichi.M, Kazuya.T, Masaki.K. : Venus surface exploration using carbon dioxide. Proceedings of 19th ISTS 747-751 (1994)
Nobuki.K, Ei-ichi.M, Kazuya.T, Masaki.K. : Utilization of Liquid Carbon Dioxide for Planetary Exploration, Proceedings of Space'94 747-751 (1994)
河島信樹、水野英一、武田和也 : 液化炭酸ガスを利用した惑星探査機, 第2回科学衛星宇宙観測シンポジウム 282-285 (1993) (宇宙研)
河島信樹、水野英一、武田和也 : 冷却剤として液体炭酸ガスを用いた金星探査, 第15回太陽系科学シンポジウム (1993) (宇宙研)
- [6] Nishimura,J. Venus Balloon Project, Proc. International Symp. on Atmospheres and Surfaces of Mars and Venus (at ISAS, Japan)103-118(1993)
- [7] 大島耕一 他 熱設計ハンドブック 朝倉書店
- [8] J I S 保温保冷工事施工標準
- [9] 冷凍空調便覧 基礎編 (社)日本冷凍協会
- [10] 理科年表 平成4年版